

This Page Is Inserted by IFW Operations  
and is not a part of the Official Record

## **BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning documents *will not* correct images,  
please do not report the images to the  
Image Problems Mailbox.**

244/17.23

PATENT 172 026

SVERIGE

KLASS 62 b:25/01

BESKRIVNING

OFFENTLIGGJORD AV

KUNGL. PATENT-

OCH REGISTRERINGSVERKET



INT. KLASS B 64 d

PATENTTID FRÅN DEN 22 APRIL 1950

BEVILJAT DEN 28 APRIL 1960

PUBLICERAT DEN 12 JULI 1960

Ans. 3610/1950 den 22/4 1950

Här till två ritningar

K L E CEDNÄS, GÖTEBORG

Sätt att vid en flygmaskin av helikoptertyp åstadkomma helt självstabil rotor  
samt anordning för genomförande av nämnda sätt

EXAMINER'S

COPY 22

22

Föreliggande uppfinning hänför sig till flygmaskiner av det slag, där flygmaskinen under flygningen uppbäres av en eller flera med huvudsakligen vertikal rotationsaxel försedda rotor, vilken eller vilka äro förbundna med anordningar för att reglerbart vrida eller stjälpas respektive rotoraxel i förhållande till flygmaskinsroppen i ett eller flera huvudsakligen vertikala plan kring mekaniska eller geometriska axlar. Den sammansatta rotorkonstruktionen bringas att rotera kontinuerligt av en med rotorn över diverse växlar förbunden kraftkälla såsom en förbränningsmotor, eller av autorotativa krafter, då motorn är frånslagen och flygmaskinen befinner sig i glidflykt, varvid dess lägesenergi åtgår för rotationens alstrande medelst aerodynamiska reaktionskrafter. Rotorn är därvid utbildad på sådant sätt att på densamma verkande resulterande reaktionskraften praktiskt taget icke utövar något krängningsmoment, dvs. ett moment kring rotorns centrum i ett plan, som innehåller rotoraxeln och är vinkelrätt mot flygriktningen, varjämte konstruktionen bör vara sådan, att gyroskopiska effekter kunna nyttiggöras för dess reglering. En dylik rotorkonstruktion kan ernås genom att rotorbladen anordnas på ett nav, som är kardanskt upphängt och rörligt i alla leder, varvid även rotorbladen äro infästa, så att på desamma verkande centrifugala krafter tagas upp i leder vid bladets infästning och att bladen ges tillfälle att osculera i ett vertikalplan innehållande rotorns rotationsaxel. Uppfinningen avser huvudsakligen att möjliggöra stabilisering och kontroll av en dylik flygmaskin samt klargör ett praktiskt utförande av enligt uppfinningen behövlige element för att lösa problemet med en självstabil rotor. Uppfinningen kännetecknas i huvudsak av det förfaringssättet för ernående av denna självstabilitet, att den å sin vertikala drivaxel kardanskt upphängda huvudrotorn gives fullt fri upphängning utan manuell regleringspåverkan med hänsyn till cyklisk inställning och för

sitt relativt drivaxeln cykliskt variabel inställningsläge påverkas av genom rotationen uppstående luftkraften från till en varandra motstående huvudrotorblad förbindande brygga anslutna extra vingblad, så kallad birotor, och vilka extra vingblads regleringsinställning åstadkommas från förarplatsen, varvid huvudrotorns vingblad även kunna röra sig fritt i vertikalplanet oberoende av varandra, dock styrda av masskrafter medförande att huvudrotorn ur hållfasthetssynpunkt ej blir beroende av fixt varvtal.

Uppfinningen möjliggör en synnerligen effektiv reglering av flygmaskinens anfallsvinkel och krängningsvinkel. Möjlighet att utföra girer blir olika vid olika kombinationer av uppfinningen och kan dels ske enbart med rotorn eller med kombination av ett snedställt vertikalroder, som påverkas dels av luftströmmen från rotorn dels av flygplanets fartvind, då flygplanet befinner sig i rörelse framåt. Det är önskvärt, att flygmaskinens stabilitet skall bibehållas, vare sig förarens manöverkontroller äro låsta eller fria. Detta önskemål kan även uttryckas sålunda, att man förutom stabilitet av hela flygplanet även önskar stabilitet av manöverkontrollerna samt kraftkällans inverkan. Om nämligen ett och samma organ, i detta fall rotorn, användes för att uppbära och framdriva flygmaskinen genom luften samtidigt som den även skall reglera flygmaskinens läge i luften, så måste man i fordran på flygmaskinens stabilitet med fria kontroller även inlägga en fordran, att manöverkontrollen skall vara stabil, dvs. förarens kontroller skola hava benägenhet att återgå till neutralläge, om de släppas. Om detta önskemål uppfylles, blir det även önskvärt, att flygmaskinen även om kontrollerna släppes, skall fortsätta sin kurs framåt utan att gira åt någondera hållet samt långsamt stoppa upp till stillastående i horisontalplanet och eventuellt övergå till vertikallrörelse.

Samtliga dessa fordringar uppfyllas genom föreliggande uppfinning.

PTO 2002-4868

S.T.I.C. Translations Branch

Å bifogade ritningar åskådliggöras några utföringsformer för uppfinningens genomförande.

Fig. 1, 2 och 3 visa en sidovy, en framvy och en planvy av en helikopter enligt uppfinningen i en utföringsform. Fig. 4 är en längdgenomskärning därav, och fig. 5 är en sidovy delvis i skärning av tillhörande rotorordning, varjämte fig. 6 är en planvy av nedre rotorhuvudet vid denna rotorordning.

I fig. 1—3 visas rotorordningen A, flygplanets kropp B samt dess motor C. I denna utföringsform har valts ett arrangemang med en kardanskt upphängd huvudrotor 1 styrd av en med densamma fast förbunden birotor 2, förlagd vinkelrätt mot huvudrotorn, tillsammans med en mot huvudrotorn roterande topprotor 3 fastfäst vid en smidig uppåträckande axel 4. Denna topprotor 3 har avsevärt mindre dimensioner än huvudrotorn 1, men åstadkommer upphävande av huvudrotorns vridmoment kring rotoraxeln genom att den roterar med högre varvtal och med större anfallsvinkel än huvudrotorn.

Manövreringen av helikoptern enligt fig. 1—3 sker på följande sätt:

Huvudrotorn 1 drives motsols av en förbränningsmotor till ett sådant varvtal, att spetshastigheten relativt stillastående luft blir exempelvis ungefär  $1/3$  av ljudhastigheten. Om helikoptern förflyttar sig därvid med en hastighet framåt av  $1/6$  ljudhastighet, så kommer ett rotorblad under sin rörelse bakåt endast att röra sig med  $1/6$  ljudhastighet relativt den omgivande luften. Däremot kommer bladet vid sin rörelse framåt få en relativhastighet relativt den omgivande luften av  $1/2$  ljudhastigheten. Då bladet rör sig vinkelrätt flygriktningen blir relativhastigheten huvudsakligen densamma som vid stillastående maskin. Den hastighet, som det framåtgående bladet har relativt den omgivande luften, bestämmer den maximalt användbara rotorhastigheten, då denna maximeras av ljudhastigheten, på så sätt, att om denna relativhastighet kommer i närheten eller överskrider ljudhastigheten, så kommer kompressibilitetsfenomen att uppträda på rotorbladet, varvid kraftiga stötar och vibrationer åverka rotorbladet. Det framåtlöpande bladet kommer vid samma anfallsvinkel som det bakåtgående att få större lyftkraft än det bakåtgående. Detta kommer att orsaka ett stjälpmoment kring helikopterns längdaxel. Detta moment motverkas dels av, att det framåtgående bladet har möjlighet att osculera uppåt och sålunda minska sin vertikalt projicerade yta samt det bakåtgående i motsvarande grad kan svänga nedåt och öka sin bäryta, dels på så sätt att genom cyklisk kontroll av rotorbladets vinkel denna kan ändras så, att anfallsvinkeln minskas för det framåtgående bladet och ökas för det bakåtgående. Helikopterns rörelse

framåt åstadkommes genom att huvudrotorn 1 lutar framåt och sålunda en vinkel erhålles mellan tyngdkraftens resultant och rotorns dragresultant. Dessa båda krafter sammansätts enligt parallelogramsatsen, så att vid lämplig avvägning av rotorresultanten en resulterande kraft erhålles framåt i rörelseriktningen och sålunda rörelse blir möjlig, varvid flygkroppens och rotorns luftmotstånd övervinnes. Den lilla topprotorn 3 är ej stjälpbar, utan dess resultant blir hela tiden riktad huvudsakligen rakt uppåt i rotationsaxelns 4 riktning. Den roterar åt motsatt håll som huvudrotorn och upphäver det vridande moment, som huvudrotorn orsakar på flygkroppen. Dess rotationshastighet är avpassad så, att dess spetshastighet är lika med eller något större än huvudrotorns spetshastighet. Stjälpmomentet, som uppkommer på grund av de fram- och bakåtgående rotorbladens olika hastighet relativt luftströmmen, upptages på så sätt, att rotorbladen genom sin vinkel kunna svänga i vertikallplanet samt att den inre övre rotoraxeln 4 är vek och böjbar. Även kan denna lilla topprotor anordnas så, att dess blad äro i tillfälle att svänga fritt i vertikallplanet och sålunda själva avlasta stjälpmomentet på grund av sidvinden i rotorn. Helikopterns flygkropp kommer således hela tiden vid rörelsen att hänga så, att drivaxeln huvudsakligen blir vertikal, och rotorn 1 kommer att luta, så att dess geometriska axel bildar vinkel med drivaxeln. Vid lutning av rotoraxeln framåt rör sig helikoptern framåt och på samma sätt kommer helikoptern att röra sig åt det håll, som rotorns geometriska axel lutar. Rörelse i vertikalled erhålles genom att tillföra rotorn ökad eller minskad effekt samt öka eller minska huvudrotorns anfallsvinkel. Rörelse i girplanet sker genom att öka eller minska topprotorns 3 anfallsvinkel, varvid en kompenserande vinkelminskning respektive ökning av huvudrotorns anfallsvinkel blir nödvändig för att kompensera ändringen i lyftkraft. Dessutom finnes den möjligheten, att medelst en bromsanordning minska topprotorns eller huvudrotorns varvtal, varvid även en ändring av respektive motors vridmoment ändras relativt flygkroppen och en girning blir följden.

Fig. 4 visar en längdgenomskärning av en dylik helikopter. Man kan här skilja på rotorsystemet A, manöverarmar D, växelåda med differential E, motor C med frikoppling F, instrument och batteri G, samt flygkropp med säten och dylikt E. 60 betecknar ett stjärtstyrplan och 127 en ljuddämpare.

Fig. 5 visar rotorsystemets A konstruktion i detalj. Höljet till topprotorn 3 är utformat i den vingprofil, som är lämplig för topprotorns varvtal, och detta uppbäres av ett stälrorör 5, vilket upptar dragpåkänning till följd av centrifugalkraften på rotorbladet samt

delar böj- och vridmoment med höljat. Dessutom är röret 5 utformat som infästning för rotorbladet i rotorhuvudet 6 medelst muttern 7. Rotorbladet är förmedelst stålröret 5 lagrat i rotorhuvudet 6 förmedelst ett slutet radiallager 8 direkt i rotorhuvudet samt ett radiallager 9 lagrat i muttern 7 för upptagande av radiella påkänningar och möjliggörande att rotorbladet kan vridas i sin längdaxel och således dess anfallsvinkel kan varieras. För upptagande av centrifugalkraften är bladröret 5 lagrat i ett axiallager 10 mot mutter 7. En stefatätning 11 tätar hela denna lagerinfästning, så att olja hålles inne och smuts ute. För övrigt är rotorhuvudet 6 svetsat samt påkrympt på den övre rotordrivaxeln 4. Denna axel är rörformig och innesluter en inre reglerstång 12, med vilken topprotorns 3 anfallsvinkel kan regleras över länken 13. Denna länk 13 är lagrad med ett kullager 14 till en klack 15 på reglerstången 12 medelst en mutter 16. Överföringen av reglerkraften från länken 13 till rotorbladet 3 sker över en pinne 17, som glider i en hylsa i länken 13 för att kompensera den lilla ändring i absolut avstånd mellan pinnarna 17, som uppstår då länken 13 föres uppåt eller nedåt för att verkställa ändring i rotorns anfallsvinkel.

Topprotordrivaxeln 4 är lagrad i den nedre rotoraxeln 18 medelst ett spårkullager 19. Här kan även den konstruktionen tänkas, att den nedre rotordrivaxeln kan utformas som en stödaxel åt den övre 4 och att denna lagring 19 flyttas upp alldeles under topprotorhuvudets 6 infästning i dess rotordrivaxel. Härvid kommer axeln mellan övre respektive undre rotorhuvudet att förhålla sig relativt stel och en infästning av det övre rotorhuvudet 6, så att rotorbladen 3 fritt kunna svänga i ett vertikallplan innehållande rotordrivaxeln 4, kan anses nödvändig. I gengäld kommer risken för utmattningsbrott på axeln 4 att minskas, men framställningsmässigt blir konstruktionen något mera komplicerad. För upptagande av axiella krafter, lyftkraften på topprotorn 3, är övre rotordrivaxeln 4 dessutom lagrad längre ned i växellådan E med ett koniskt axiallager.

Lagret 19 utgörande ett spårkullager är fäst till nedre rotoraxeln 18 medelst en på denna påkrympt och fastsvetsad hylsa 20. I denna är en tapp 21 för kardansk upphängning av nedre rotorhuvudet 22 igångad och låst med en stefasäkring 23 mot kardanoket 24. Denna är i sin tur fästplatsen för en med den förutnämnda tapp 21 vinkelrät tapp 26 så att en kardansk upphängning av nedre rotorhuvudet 22 ernås. Denna tapp 26 utgör även lagerhus åt birotorn och för staglänkarna 27. Det nedre rotorhuvudet 22 är således med sin lagring på tapp 26 kardanskt upphängt och har möjlighet att inom vissa gränser ändra sin geometriska axel godtyckligt i förhållande till nedre rotordrivaxeln 18.

I nedre rotorhuvudet är bladhuvudet 28 fäst medelst tappar 29, så att tapparna äro igångade och låsta i bladhuvudet och hava sin lagring i nedre rotorhuvudet. Denna lagring möjliggör, att bladet 1 kan svänga i vertikallplanet. Rotorbladet 1 uppbäres av bladröret 30, som är lagrat i bladhuvudet, så att bladet kan ändra sin anfallsvinkel. Detta sker på så sätt att ett lager 31 upptager centrifugalkraften från rotorbladet 1 och överför kraften över en mutter 32, som tillika utgör radiell styrning för bladröret 30 till bladhuvudet 28, se även fig. 6.

Bladröret är försett med klack 33 lagrad i bladhuvudet 28. Vid bladrörets klack är infäst ett begränsningsrör 34 i bladröret 30. Begränsningsröret 34 begränsar rotorbladets 1 vertikala rörelseförmåga medelst gummi-stoppar 35, vilka äro infästa i nedre rotorhuvudet 22. Denna begränsning av bladets rörelsefrihet är nödvändig för att rotorbladet ej skall hänga rakt ned vid stillastående, samt att i någon mån utgöra en dämpare mot rotorhuvudet 22, så att ej slagvinkeln blir för stor vid helikopterns rörelse framåt.

Rotorbladen 1 äro förenade över styrlänkarna 27, så att de relativt nedre rotorhuvudet alltid hava lika stor anfallsvinkel. Infästningen av styrlänkarna 27 till rotorbladet 1 sker över en länk 36 på så sätt, att denna är infäst mot styrlänken 27 medelst en tapp ledbar i vertikallplanet samt en annan tapp, som är både ledbar och förskjutbar i horisontalplanet mot en konsol 37 (fig. 6) infäst i rotorbladet 1. Denna länköverföring är nödvändig för att bladet, om det exempelvis har en positiv anfallsvinkel, skall ha möjlighet att svänga i vertikallplanet kring leden 29. Härvid kommer då förutom vridning av tapp 27 styrlänkarna 27 även en glidning av tapp 27 mot konsolen 37 att bli nödvändig. Denna glidning dämpas av en fjäder 38 (fig. 6), som spänner mellan länken 36 och konsolen 37.

Om nu styrlänkarna 27 vridas kring tapp 26 kan således rotorbladets anfallsvinkel varieras godtyckligt inom vissa gränser relativt nedre rotorhuvudet 22. För att åstadkomma denna vridning av styrlänkarna 27 påverkas dessa av manöverlänkar 39. Dessa äro fästa till två av länkarna 36 medelst kulle 40 och till en fästlänk 41, medelst en förskruvning, så att manöverlänkarnas 39 längd kan regleras. Fästlänken 41 är lagrad mot en arm 42, som över ett spårkullager 43 är kardanskt upphängd i en manöverhylsa 44. Denna hylsa kan glida upp och ner styrd med ett kilspår i en stödaxel 45. Hylsans 44 läge styres av en manöveraxel 46. Genom att föra manöveraxeln 46 uppåt kommer oberoende av nedre rotorhuvudets läge och bladets vertikala svängningsvinkel båda rotorbladens anfallsvinkel relativt nedre rotorhuvudet att öka, och på motsvarande sätt att minska, då manöveraxeln 46 föres nedåt.

Med de ovan beskrivna elementen kunna således rotorbladen osculera i ett vertikalplan innehållande rotorns geometriska axel, samt oberoende av rotorns geometriska axels lutning i förhållande till rotordrivaxeln rotorbladens anfallsvinkel varieras likartat varje rotorvarv. Rotorn skall även kunna stjälpas i önskad vinkel mot nedre rotordrivaxeln 18 och detta sker, genom att det nedre rotorhuvudet 22 under varvet cykliskt bringas att intaga olika vinkel kring en axel genom att rotorbladen, dvs. rotorhuvudet vrides cykliskt kring tappen 21. Härvid kommer rotorbladens 1 anfallsvinkel att cykliskt förändras under rotorvarvet och rotorns lyftkraft att variera i olika delar av varvet, varvid en stjälpning av densamma blir resultatet. Denna cykliska variation användes förutom att stjälpna rotorn, så att en framåtdrivande kraftresultant erhålles mellan rotorresultanten och tyngdkraften, även för att motverka stjälpmomentet från sidvinden på rotorn.

Den cykliska vridningen av rotorhuvudet 22 kring tappen 21 sker medelst birotorn 2. Det moment, som erfordras för att åstadkomma denna vridning av rotorhuvudet, erhålles från luftkrafter erhållna från birotorns 2 blad 47. Birotorns blad 47 och dess axel 48 kunna från en nedre medelst kontrollspak 61 (fig. 4) påverkad kontrollskiva över manöverlänken 50 till hävarmen 51, fig. 4, 5 och 6, att cykliskt förställas. De aerodynamiska krafter, som birotorbladet 47 då ger upphov till genom att det får olika anfallsvinkel under olika delar av varvet, överföres direkt med birotoraxeln som hävarm till rotorhuvudet 22, som i sin tur inverkar på rotorbladens 1 cykliska anfallsvinkel. Genom detta arrangemang att låta luftkrafterna ombesörja det behövliga momentet på huvudrotorn för dess cykliska kontroll ernås den fördelen, att kontrollskivan ej behöver påverkas med en stor kraft från dess kontrollspak 61, samt att alla vibrationer och svängningar, som uppstå i rotorn, helt avlastas av birotorn och ej komma ned till kontrollspaken 61. Samtidigt ernås en fullständigt automatisk dämpning av eventuellt uppkommande störningar på rotorn i form av vindstötter eller vibrationer, i det att en störning ger upphov till en mot störningen riktad kontrollkraft, som sålunda upphäver störningen. Varje försök att utifrån bringa rotorn i obalans kommer automatiskt att motverkas av den ovan beskrivna konstruktionen enligt uppfinningen.

Kontrollskivan består av ett kardanskt upphängt spårkullager, vars yttre ring är försedd med hävarmar, vilka rotera med rotorn och påverka manöverlänkarna 50. Den inre ringen utgör en del av den kardanska upphängningen och denna är fäst till stödxeln 45. Till den inre kransen är även kontrollspaken fäst löstagbart med en sprint.

Höjdkontrollspaken 62 (fig. 4) är lagrad

med en tapp i ett beslag vid stödxeln 45. I spaken på ett visst avstånd från dess lagringspunkt är manöveraxeln 46 fäst på så sätt, att om höjdkontrollspaken föres uppåt kommer manöveraxeln att föras uppåt och omvänt. Höjdkontrollspaken 62 är försedd med ett gasreglage 63, som regleras genom att spakens handtag vrides. Den wire, som förmedlar gashandtagets rörelse till gasreglaget vid förgasaren går över två rullar på så sätt, att gasen automatiskt ökas, då höjdkontrollspaken föres uppåt och tvärtom. Detta arrangemang är lämpligt, ty rotorn behöver mera kraft, då dess anfallsvinkel ökas, och det är lämpligt, att denna kraftökning sker automatiskt samt att reglering medelst gashandtagets vridning endast utgör en differensreglering, som ökar eller minskar gasen relativt den för respektive rotoranfallsvinkel behövliga.

Manöverorganens verkningssätt blir följande:

Föres kontrollspaken 61 bakåt kommer tillhörande kontrollskiva att lutas. Manöverlänken 50 kommer då att påverkas cykliskt under varvet, så att den föres nedåt vid främre delen av varvet och uppåt vid bakre. Härvid kommer manöverarmen 51 att likaledes under varvet varieras cykliskt, så att då huvudrotorn 1 står vinkelrätt mot helikopterns längdaxel birotorn 2 kommer att vara parallell med längdaxeln, och dess blad komma att här vridas, så att det främre bladet får minskad anfallsvinkel och det bakre ökad. En momentvektor riktad rakt ut från papperets plan erhålles då verkande på huvudrotorn. Enligt mekanikens lag för roterande kroppar påverkade av moment strävar nu impulsmomentvektorn, som är riktad rakt uppåt för huvudrotorn och huvudsakligen kolinjär med rotordrivaxeln, att förena sig med den överkande momentvektorn. Rotorns tröghetsmoment är så litet omkring sin längdaxel, att birotorn oberoende av precisionen nu kommer att direkt av momentet stjälpas rotorn kring längdaxeln. Härvid kommer rotorns bakåtgående blad att få större anfallsvinkel och det framåtgående mindre anfallsvinkel. Ett stort moment med sin momentvektor riktad rakt framåt kommer då att uppstå, och då impulsmomentvektorn vill förena sig med momentvektorn kommer rotorn att stjälpas framåt och en rörelse framåt blir följden. Det inses att rotorn vid detta arrangemang enligt uppfinningen alltid kommer att ställa sig parallellt med kontrollskivan och bli stabil, vilket läge än kontrollskivan har, om denna kvarhålls i ett visst läge. En utifrån på rotorn verkande kraft kommer i detta arrangemang att direkt påverkas av en kontrollkraft från kontrollskivan, så snart rotorn ej är parallell med densamma. Manövreringen sker sålunda av helikoptern genom att rotorn lutas åt önskat håll, varvid helikoptern sätter sig i rörelse åt lutningshållet. Att flyga i sväng då hastigheten

är så stor enbart genom det håll med maskin hållas med kas av rotorstjärtstyrp båda rotorerna varandra som tidiga anfallsvinkel så att önskrande reglering nödvändig ringen. Fi verkande i torns stigstång ändrade utefter en kontrollarsatta, så att axel. Föres 69 bakåt (övre rotor) kel ökas och uppstår, so Tryckes fo verkas til svänges åt helikopterksidomomen framåt eller ändrad och den dalderna ne stjärtstyrp

En gummi re rotorhuv

Anordning tivit hänsee ar inom r språk.

1. Sätt a typ åstadk tecknat då axel karda fullt fri r ringspåver ning och i variabla in rotationen en varand bindande l kallad biro ringsinstäl sen, varvid na röra si av varandr förande at punkt ej b

är så stor, att stjärtstyrplanet verkar, sker enbart genom ett girutslag med detsamma åt det håll man vill svänga. Även vid stillastående maskin kan rotation kring vertikalaxeln erhållas med stjärtstyrplanet då detta påverkas av rotorernas nedsvepande luftström. För att stjärtstyrplanet skall verka fordras, att de båda rotorernas vridmoment exakt kompensera varandra. Denna kompensering sker såsom tidigare nämnts, så att den övre rotorernas anfallsvinkel passas in till ett lämpligt värde, så att önskat moment erhålles, varvid motsvarande reglering av höjdkontrollspaken blir nödvändig för att kompensera lyftkraftsändringen. Fig. 4 visar en kontrollstötstång 67 verkande mot kontrollaxeln till den övre rotorernas stigningsreglering. Kraften i denna stång ändrar riktning i hävarmar 68 och löper utefter en horisontell stötstång 69 till en sidokontrollarm 70, på vilken pedaler 59 äro fastsatta, så att de gå att röra utefter stångens axel. Föres vänster fot framåt föres stången 69 bakåt och stången 67 uppåt, varvid den övre rotorn påverkas, så att dess anfallsvinkel ökas och ett moment på helikopterkroppen uppstår, som strävar att vrida den åt vänster. Tryckes fotklacken ned på pedalerna 59 påverkas tillhörande stjärtstyrplan 60 och svänges åt vänster, varvid erhålles moment på helikopterkroppen B åt vänster, således måste sidomomentet inställas medelst pedalernas framåt- eller bakåtförande för att kompensera en ändrad inställning av höjdkontrollspaken, och den direkta giren utföres, genom att pedalerna nedtryckas och verkan överföres till stjärtstyrplanet.

En gummibuffert 58 (fig. 5) begränsar nedre rotorhuvudets utslagsvinkel.

Anordningens detaljer kunna i konstruktivt hänseende vara underkastade förändringar inom ramen för efterföljande patentanspråk.

### Patentanspråk:

1. Sätt att vid en flygmaskin av helikoptertyp åstadkomma helt självstabil rotor, kännetecknat därav, att den å sin vertikala drivaxel kardanskt upphängda huvudrotorn gives fullt fri upphängning utan manuell regleringspåverkan med hänsyn till cyklisk inställning och för sitt relativt drivaxeln cykliskt variabla inställningsläge påverkas av genom rotationen uppstående luftkrafter från till en varandra motstående huvudrotorblad förbindande brygga anslutna extra vingblad, så kallad birotor, och vilka extra vingblads regleringsinställning åstadkommes från förarplatsen, varvid huvudrotornas vingblad även kunna röra sig fritt i vertikalplanet oberoende av varandra, dock styrda av masskrafter medförande att huvudrotorn ur hållfasthetssynpunkt ej blir beroende av fixt varvtal.

2. Sätt enligt patentanspråket 1, kännetecknat därav, att de extra vingbladen för luftkrafternas alstrande och överförande medelst masskrafter till huvudrotorn utgöras av bladen vid en birotor av känt slag, som är direkt ansluten till huvudrotornas rotorhuvudbrygga, vilka birotorblads anfallsvinkel cykliskt varieras medelst från förarplatsen reglerbara element.

3. Anordning för genomförande av föraringssättet enligt patentanspråket 1 eller 2 vid en tvåbladig helikopter med kardanskt upphängd huvudrotor (1) och försedd med därtill ansluten tvåbladig birotor (2), vars bladaxlar bilda korsform med rotorernas bladaxlar, kännetecknad därav, att birotornas bladaxlar (48) äro anslutna till en den fritt kardanskt upphängda huvudrotornas blad förbindande brygga (22), så att de äro med denna svängbara i vertikalplanet omkring den i huvudrotorbladens längdriktning liggande kardanaxel (21) men vridbara omkring sin egen axel, kardanaxeln (26), vid vilken huvudrotorbrygga (22) är vridbart lagrat ett bladhuvud (28) för resp. huvudrotorblad tillhörande bladrör (30) omkring med kardanaxeln (26) parallella axeltappar (29) i och för bladets osculeringsmöjlighet, varvid med fördel begränsningsanslag (35) exempelvis av gummi eller dylikt äro anbragta vid rotorbryggan för begränsning av osculationsutslaget, i vilket bladhuvud (28) bladröret (30) å sin sida är på känt sätt vridbart lagrat.

4. Anordning enligt patentanspråket 3, kännetecknad därav, att de varandra motstående huvudrotorbladen (1) äro förenade förmedelst om motsvarande kardanaxeltapp (26) vridbara styrlänkar (27), varvid för varje rotorblad en vid en mellanlänk (36) fäst horisontaltapp är motriktad rotorbladet och glidbar i en vid rotorbladet fäst konsol (37) eller dylikt, uppbärande vid den rotorbladet fränvända änden en tvärriktad horisontaltapp, som är vridbart lagrad i motsvarande för tillhörande manöverarm (42) stabiliserande styrlänk (27), varigenom brytning gentemot huvudrotorbladen (1) undvikas.

5. Anordning enligt patentanspråket 4, kännetecknad därav, att styrlänkarna (27) äro var för sig genom en kulle (40) eller dylikt vid motsvarande tvärtappsanslutning kopplade till var sin nedåtriktad manöverlänk (39), vilkas diametralt förlagda nedre ändar äro kardanskt anslutna till en å stödaxeln (45) axiellt förskjutbar hylsa (44), som för inställning av huvudrotorbladens medelanfallsvinkel påverkas för axiell förskjutning medelst en höjdkontrollspak (62) vid förarplatsen.

### Anförda publikationer:

#### Patentskrifter från

Sverige 142 720; U. S. A. 2 142 601, 2 450 491, 2 461 348.

Fig. 2.

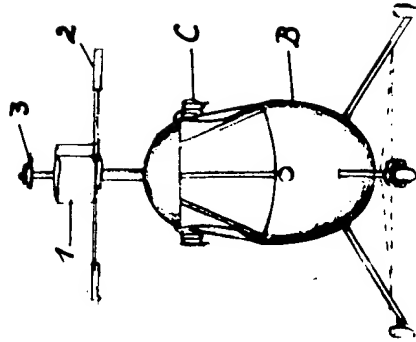


Fig. 1.

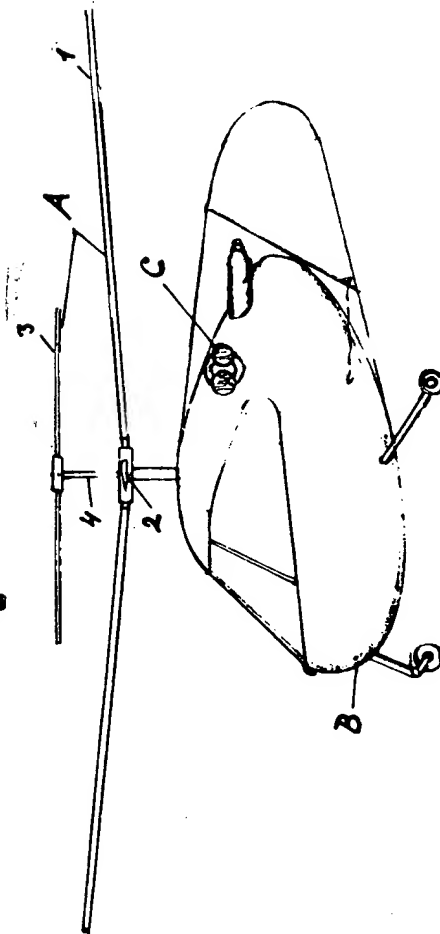
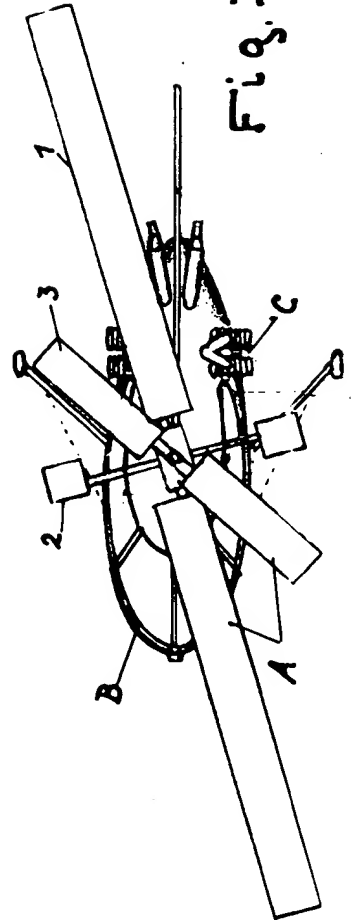


Fig. 3.



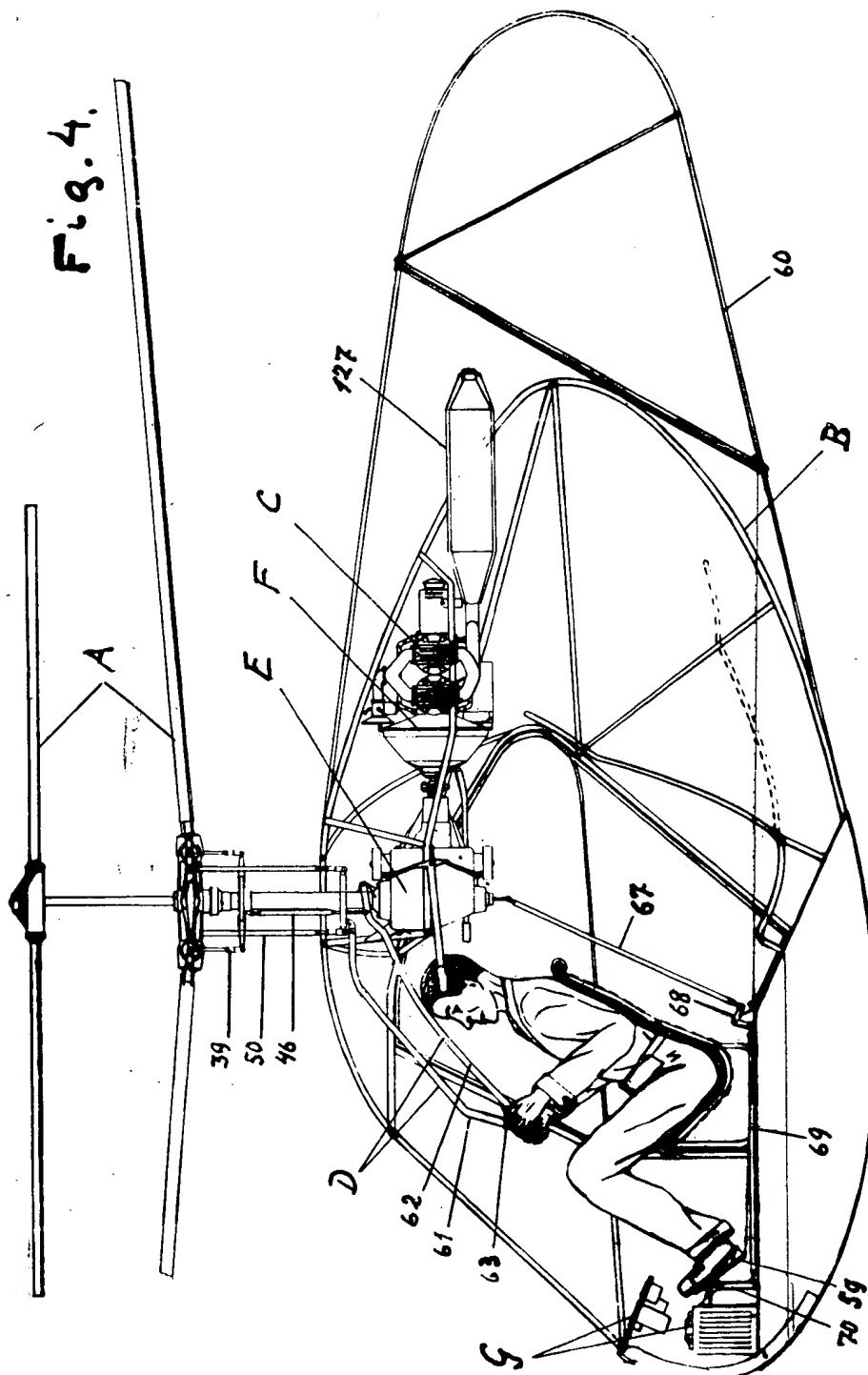
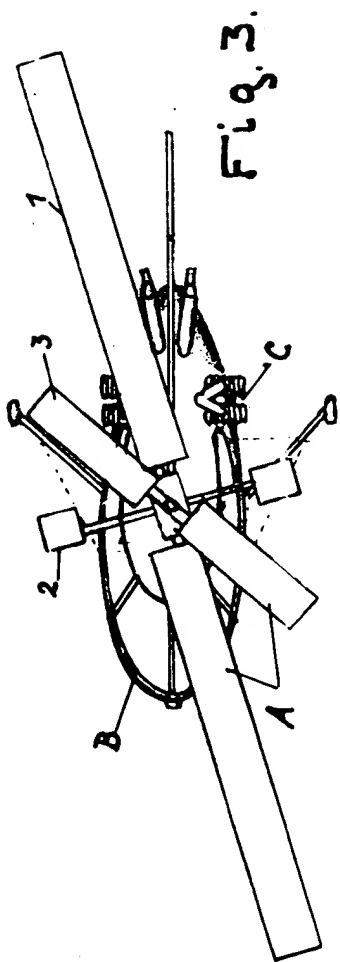


244-17.23

SWEDEN # 1-1

Till Patentet N:o 172,020

(Group 310)





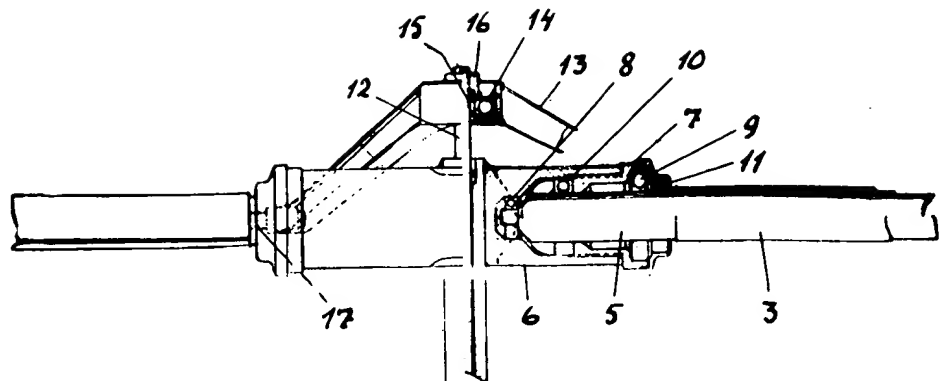
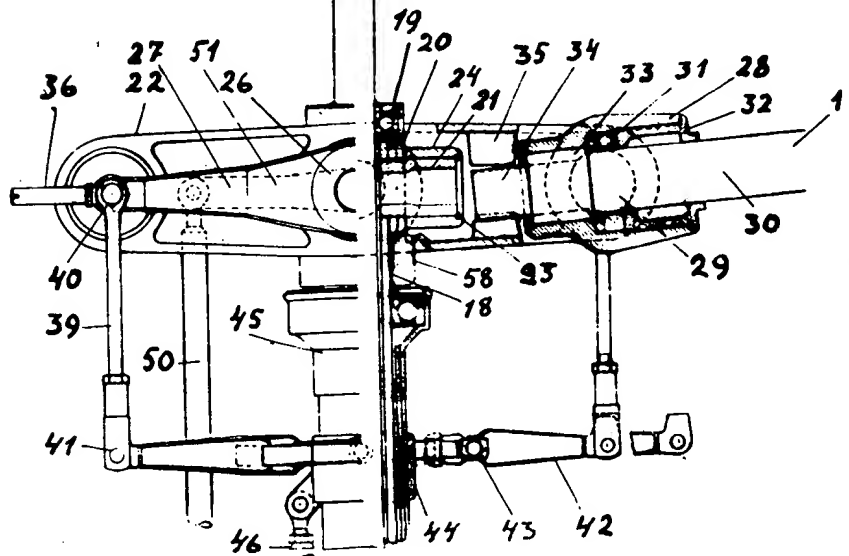


Fig. 5.



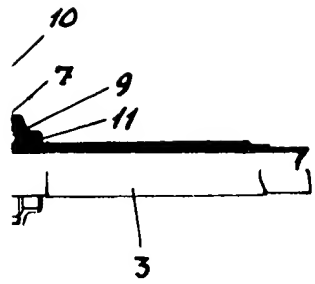


Fig. 5.

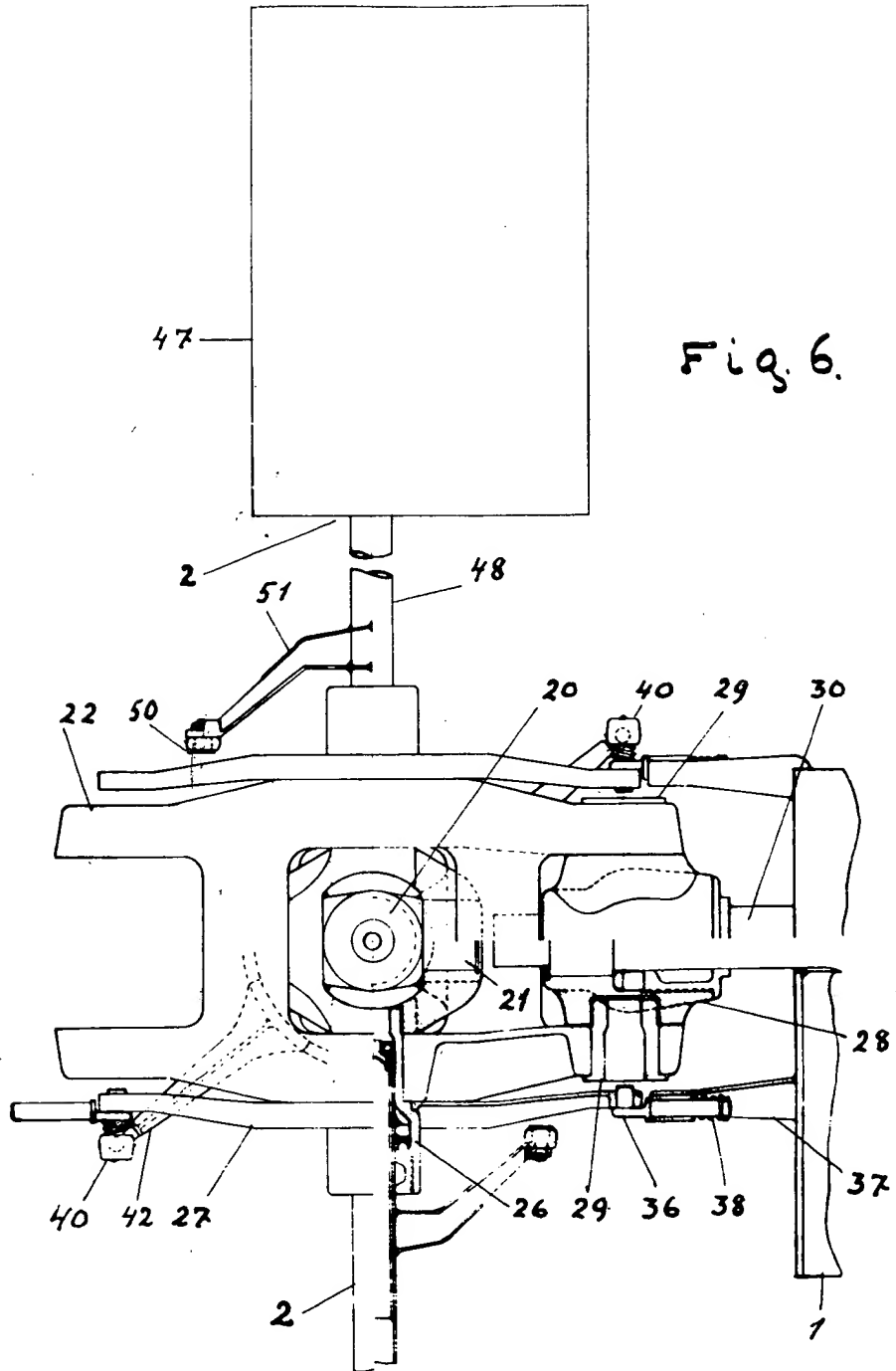
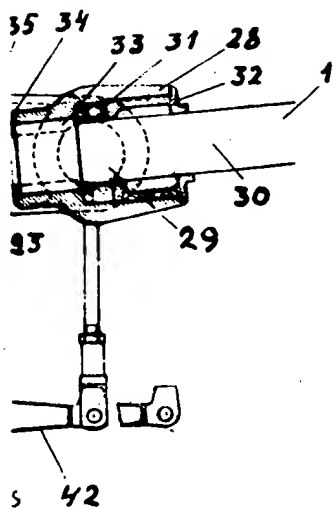


Fig. 6.

